第 40 卷　第 5 期
2023 年 10 月

应　用　力　学　学　报
Chinese Journal of Applied Mechanics

Vol. 40 No. 5
Oct. 2023

文章编号:1000-4939(2023)05-1068-10

垫衬补偿对含翘曲间隙 L 型层合板力学性能的影响研究

李帅康[1,2],胡海晓[1,2,3],曹东风[2,3,4],冀运东[4],李书欣[1,2,3,4]

(1. 武汉理工大学新材料力学理论与应用湖北省重点实验室,430070 武汉;
2. 先进能源科学与技术广东省实验室佛山分中心(佛山仙湖实验室),528000 佛山;
3. 武汉理工大学先进材料制作装备与技术研究院,430070 武汉;
4. 武汉理工大学材料复合材料新技术国家重点实验室,430070 武汉)

摘　要:复合材料结构整体化制造中极易产生由固化变形引起的局部翘曲,该翘曲会显著削弱螺栓装配下复合材料结构的承载能力。通过试验和数值分析开展了垫衬补偿对含翘曲间隙 L 型层合板极限载荷恢复效率以及失效行为的影响研究。通过微观 CT 表征了含翘曲间隙 L 型层合板在螺栓装配后的损伤分布特征,并测试了其极限承载能力;对比分析了垫衬补偿对螺栓装配后含翘曲间隙 L 型层合板损伤和极限承载能力的影响;并借助数值分析手段定量地研究垫衬补偿对含翘曲间隙 L 型层合板承载能力恢复的影响机制。结果表明:紧固强制消除翘曲间隙会在螺栓装配区域和拐角处出现一定程度的分层损伤,其中拐角区域的分层损伤可能是促使加载过程分层快速扩展,并导致极限承载能力大幅下降的主要原因;垫衬补偿技术极大的减小了装配损伤的出现,尤其是避免了拐角区域分层损伤的快速扩展,有效提高含翘曲间隙复合材料结构的极限承载能力。

关键词:层合板;装配;间隙;分层;数值分析

中图分类号:TB330.1　　**文献标志码**:A　　**DOI**:10.11776/j.issn.1000-4939.2023.05.012

Effect of shimming on mechanical properties of L-shaped laminates with warped gap

LI Shuaikang[1,2], HU Haixiao[1,2,3], CAO Dongfeng[2,3,4], JI Yundong[4], LI Shuxin[1,2,3,4]

(1. Hubei Key Laboratory of Theory and Application of Advanced Materials Mechanics, Wuhan University of Technology, 430070 Wuhan, China; 2. Foshan Xianhu Laboratory of the Advanced Energy Science and Technology Guangdong Laboratory, 528000 Foshan, China; 3. Institute of Advanced Materials and Manufacturing Technology, Wuhan University of Technology, 430070 Wuhan, China; 4. State Key Laboratory of Materials Synthesis and Processing, Wuhan University of Technology, 430070 Wuhan, China;)

Abstract: Curing deformation induced local warping is easy to be found during the integrated manufacturing of composite structures. This warping significantly weakens the bearing capacity of the composite struc-

收稿日期:2022-03-25　　修回日期:2022-11-20
基金项目:中央高校基本科研业务费专项资金资助项目(No. 2020III066GX);中国博士后科学基金资助项目(No. 2018M632933)
通信作者:胡海晓,副教授。E-mail:yiming9008@126.com
引用格式:李帅康,胡海晓,曹东风,等. 垫衬补偿对含翘曲间隙 L 型层合板力学性能的影响研究[J]. 应用力学学报,2023,40(5):1068-1077.
LI Shuaikang, HU Haixiao, CAO Dongfeng, et al. Effect of shimming on mechanical properties of L-shaped laminates with warped gap[J]. Chinese journal of applied mechanics,2023,40(5):1068-1077.

ture with bolted assembly. In this paper, the effect of shimming on the ultimate load recovery efficiency and failure behavior of L-shaped laminates with warpage gaps was studied experimentally and numerically. First, the damage distribution of L-shaped laminates with warpage gaps after bolt assembly was characterized by micro-CT, and the ultimate bearing capacity of L-shaped laminates was tested. Then, the influence of shimming on the damage and ultimate bearing capacity of L-shaped laminates with warpage gaps after bolt assembly was analyzed. The influence mechanism of shimming on bearing capacity recovery of L-shaped laminates with warpage gaps was quantitatively studied by numerical analysis. It is found that the forced closing of warpage gap by fastening causes delamination damage to a certain extent in bolt assembly area and corner area. The delamination damage in the corner area may be the main cause of the rapid extension of delamination in the loading process and the significant decrease of ultimate bearing capacity; the shimming technology greatly reduces the assembly damage, especially avoids the rapid expansion of the layered damage in the corner area, and effectively improves the ultimate bearing capacity of the composite structure with warpage gap.

Key words: laminates; assembly; gap; delamination; numerical analysis

随着对结构轻量化需求的不断提高，高比强度、高比模量的先进纤维增强树脂基复合材料（下文简称“复合材料”）在民用航空结构中应用比例日益提高[1-3]，应用部位由次承力结构向主承力结构转变，结构型面逐渐向整体化、大型化发展。尽管当前复合材料在新型机型（空客 A350XWB 和波音 787）的用量已经超过了 50%，但大尺寸复合材料结构成型的精确控制依然是个挑战。复合材料固化成型的变形（processing induced distortion, PID）问题给后期装配及结构评估工作带来极大挑战。如图 1 所示，飞机翼盒中的 C 型翼梁在固化成型后下翼缘部位极易出现“局部翘曲”，进而与底部面板间存在装配间隙（Gap）[4]。

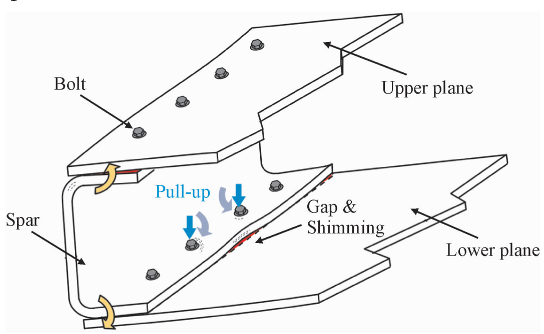


图 1　C 型翼梁局部翘曲以及装配间隙示意图[4]

Fig. 1　Schematic diagram of local warpage and assembly gap of C-shaped spar[4]

装配间隙是航空制造中遇到的常见难题之一。采用机械连接手段消除此类间隙会引入非设计载荷或产生局部载荷重分布，这些未知载荷可能导致结构提前失效，降低结构承载能力。相对于金属材料，复合材料对装配间隙更加敏感。在紧固件消除装配间隙过程中，螺钉压紧力会使复合材料翘曲部位产生弯曲载荷。与金属材料不同，复合材料难以通过“材料屈服”消除或者削弱翘曲装配间隙的影响，而会在装配临近区域形成基体裂纹或者诱发局部层间损伤，进而降低连接强度，危害结构完整性。随着先进复合材料结构向大型化、大曲率方向发展，PID 及其引起的结构安全性问题将更加突出，含 PID 结构的装配性能评估及其补偿将是复合材料结构适航评定的关键技术之一。

L 型结构作为复合材料结构设计的典型元件，对面外载荷极为敏感，其失效问题已引起国内外学术界的广泛关注。1968 年，LEKHNITSKII[5] 提出了用于求解各向异性曲梁在弯矩作用下面外应力分布的弹性方程。KEDWARD 等[6] 提出了一个更为简单的表达式来估算最大层间应力。CHANG 等[7] 研究几何形状和铺层方向对 L 型层合板的强度以及破坏模式的影响后提出了面外破坏的 Chang-Springer 判据。SUN 等[8] 则采用试验与数值分析方法讨论了基体损伤对 L 型层合板分层损伤的影响。TASDEMIR 等[9] 研究了 L 型层合板在静载荷以及疲劳载荷作用下的损伤过程，并结合 DIC 方法探讨了层合板的失效机理。CAO 等[10-11] 采用零厚度内聚力单元分别建立了 L 型层合板的二维及三维有限元模型，研究了失效过程中基体裂纹与层间裂纹间的相互作用。HU 等[12] 采用试验与数值方法讨论了褶皱缺陷对 L 型层合板承载能力和失效行为的影响。NGUYEN 等[13] 也采用内聚力方法分析了复合材料 L 型层合板在四点弯曲作用下的失效行为，并与试验对比验

证了数值方法的可行性。赵玉萍等[14]采用内聚力单元方法研究了纤维复合材料在横向拉伸作用下的界面法向失效过程。总结公开文献报道发现,目前研究多关注于L型元件窄试样,尚未见含局部翘曲间隙的L型复合材料装配构件研究报道。

为降低装配间隙对装配件完整性的影响,民机装配中通常采用垫衬补偿技术(shimming technique)对装配间隙进行填充。然而关于该装配技术及其对装配件影响的报道很少。基于以上现状,本文选取三螺栓装配L型复合材料层合板,通过测试装配件在侧弯载荷作用下的极限承载能力和失效模式,评估了紧固强制消除装配间隙及垫衬补偿对L型复合材料层合板装配效果的影响。

具体的工作如下:①制备如下3类试样,即无翘曲L型层合板、含翘曲L型层合板和垫衬补偿装配间隙L型层合板;②借助DIC和micro-CT研究三螺栓装配条件下上述3类试样在侧弯载荷作用下的失效模式以及承载能力;③采用数值方法,探索紧固消除装配间隙和垫衬补偿对L型层合板装配件失效过程和承载能力的影响机制。

1 试样制备和测试

1.1 试样制备

无翘曲L型层合板的制备:L型层合板试样采用手工铺贴与热压罐成型工艺进行制备,预浸料为江苏恒神公司生产的EV201-35%-12KHF10-U-200gsm-1000。铺层方案为$[45/90/-45/0]_{4S}$,0°为沿外曲率方向,试样共32层,固化后厚度约为6.4 mm。试样尺寸及试样实物如图2所示,模具采用内倒角半径为20 mm的L型殷钢阴模。

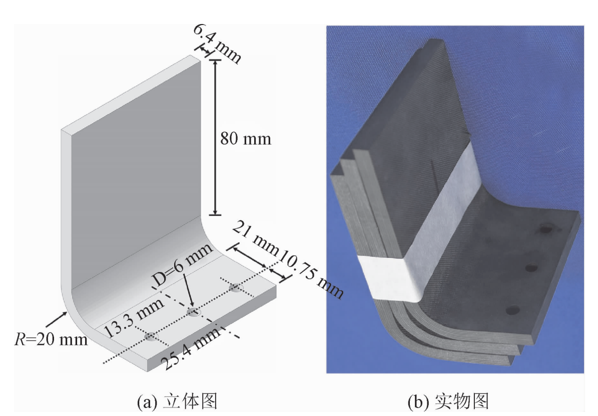


图2 L型试样(无翘曲,含装配孔)

Fig. 2 L-shaped laminate (no warp, with assembly holes)

考虑试样尺寸及切割损耗,将预浸料切割为尺寸200 mm×230 mm的长方形单片。每贴四层采用真空泵进行一次真空预压处理,保压10 min左右。热压罐采用的固化工艺为:室温条件下以2 ℃/min的升温速度加热至80 ℃并在真空袋外施加0.5 MPa的压力,保温60 min,然后以2 ℃/min的升温速度加热至120 ℃,保温120 min,保温结束后冷却至70 ℃卸去压力,冷却至40 ℃脱模。在整个固化过程中真空袋内的压力保持为-0.1 MPa。固化成型后,采用BOSUN生产的切割机(ZIE(T)-350Ae(b))切除边角料,并将层合板切割为宽77.4 mm、两臂长分别为31.75 mm和80 mm的L型层合板试样。切割后的试样采用直径为6 mm的金刚砂涂层碳纤维钻头(三郎纳米),按照厂家提供的钻削参数进行钻孔。试样采用LN标记,具体试样编号参见表1。

表1 试样编号、数量和描述

Tab. 1 Lable, number and description of samples

编号	试样数量	描述
LN-S-*i*	3	without warping
Warping-S-*i*	3	with warping
Shimming-S-*i*	3	warping plus shim

注:i表示试样编号,且i=1,2,3。

含翘曲L型层合板的制备:通过在模具上增设"凸起物"人为制备含翘曲L型层合板,"凸起物"尺寸参见图3(a)。

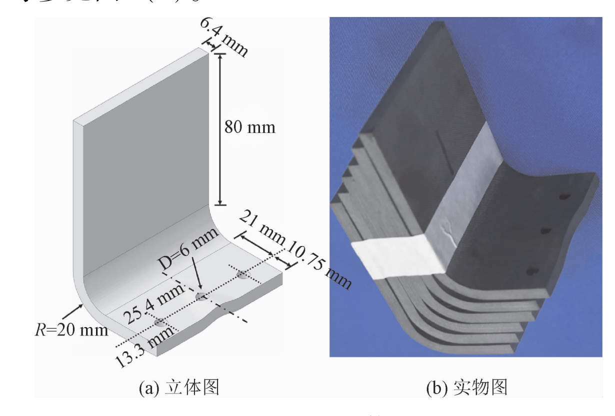


图3 "凸起物"示意图及增加液体垫衬后的L型层合板

Fig. 3 Schematic diagram of "bump" and L-shaped laminate with liquid shim

铺贴预浸料前采用快固环氧胶粘剂将"凸起物"粘贴在模具表面。其余制备方式与无翘曲L型层合板的一致。切割钻孔后的试样尺寸以及钻孔位置见图4(a),试样实物见图4(b)。试样采用Warping标记,具体试样编号参见表1。

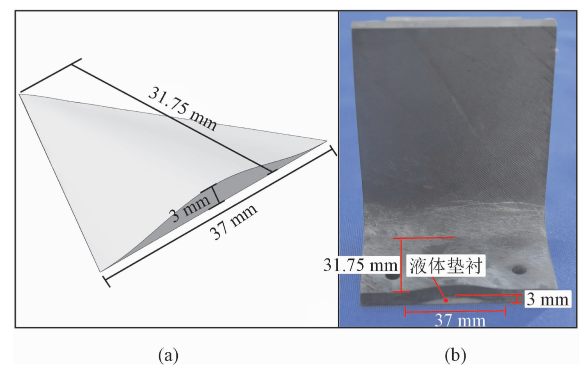


图 4　L 型试样(含翘曲,含装配孔)

Fig. 4　L-shaped laminate (with warping, with assembly holes)

垫衬补偿翘曲间隙 L 型层合板的制备:本研究间隙补偿所采用的垫衬类型为液体垫衬[15-16]。常用的液体垫衬有环氧树脂胶型和聚酯化合胶型,使用时手动将其涂抹在构件上,经一段时间固化,即可进行连接操作[17]。本研究采用 Araldite 公司生产的快固环氧胶粘剂代替液体垫衬对含翘曲间隙的 L 型层合板进行补偿。环氧胶粘剂按照 1∶1 比例充分混合均匀后填涂于装配间隙处,经过 48 h 常温固化,进行表面打磨形成补偿垫衬。垫衬补偿翘曲间隙的 L 型层合板见图 3(b)。试样采用 Shimming 标记,具体试样编号参见表 1。

1.2　试样装配与力学性能测试

本研究采用三螺栓装配形式将 L 型复合材料试样固定于夹具上,装配和载荷作用方式如图 5 所示。试样采用直径 6 mm 的 12.9 级半牙内六角高强度螺栓进行装配,同时增加铜垫片防止松动。对于含翘曲间隙的 L 型层合板,对中间螺栓进行拧紧直到装配间隙被完全消除,此时在试样端面处观察到多个层间裂纹,如图 6(a)所示。对于垫衬补偿翘曲间隙的 L 型层合板,对中间紧固螺栓进行了预紧固,螺栓紧固量约 1 mm,此时端面处无可见损伤,如图 6(b)所示。为了解装配螺栓后试样装配位置附近的损伤情况(尤其是中间装配孔到拐角区域的损伤情况),采用高分辨 X 射线断层扫描(micro-CT)检测装置对相关区域进行检测。微观 CT 的扫描结果将在第三节展示。

试验加载平台为 SUNS 公司生产的微机控制电子万能试验机(UTM5105X)。加载过程采用位移控制,加载速率为 2 mm/min,由控制器自动采集并记录加载过程中的位移、载荷。加载过程中采用 Correlated Solutions 公司生产的数字图像 DIC 设备(Vic-3D,图像采集频率为 2 Hz)对 L 型复合材料层合板拐角区域的表面应变场进行同步监测。测试仪器、加载平台、夹具、装配方式以及加载方式如图 7 所示。

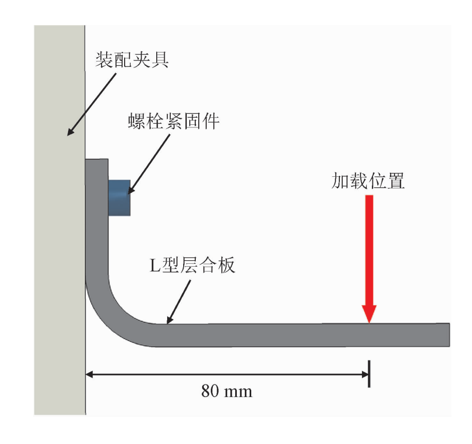


图 5　螺栓装配和加载方式示意图

Fig. 5　Schematic diagram of bolt assembly and loading test

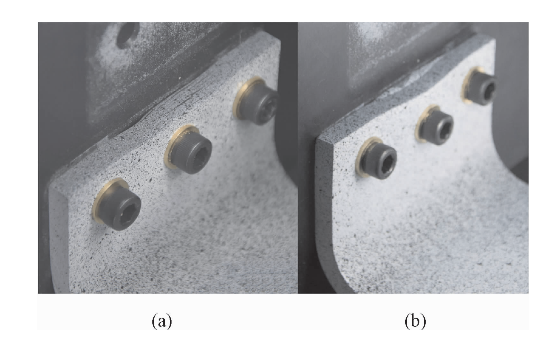


图 6　试样装配过程中产生的损伤

Fig. 6　Damage during sample assembly

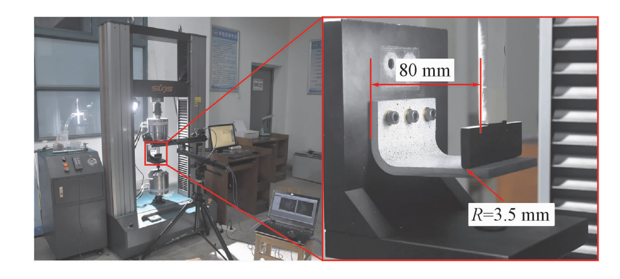


图 7　试验仪器及加载装置

Fig. 7　Experimental instrument and loading device

2　数值研究

本研究采用商业软件 ABAQUS 分别建立了无翘曲 L 型层合板,含翘曲 L 型层合板和垫衬补偿翘曲间隙 L 型层合板的数值模型,探索紧固消除装配间隙及垫衬补偿装配间隙对 L 型复合材料层合板损

伤演化和承载能力的影响机制。此处以垫衬补偿翘曲间隙 L 型层合板的数值模型(图 8)为例,对数值模型进行简要描述。

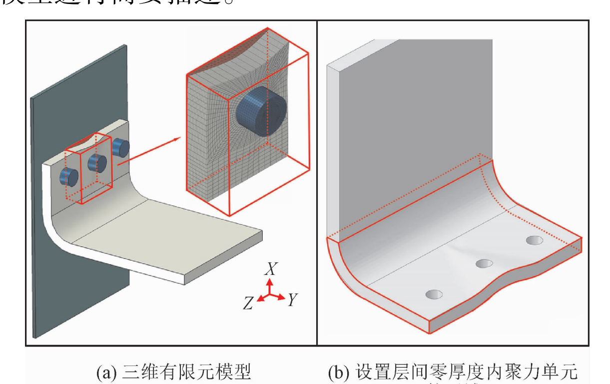


图 8　垫衬补偿翘曲间隙 L 型层合板

Fig. 8　L-shaped laminate with shim compensating warped gap

有限元模型尺寸与试样保持一致,L 型层合板选取八节点线性缩减积分六面体单元 C3D8R 进行建模,在厚度方向上每层划分一个单元,在拐角关键区域进行网格细化处理,此处的网格尺寸大约为 0.2 mm × 0.6 mm × 1.8 mm。采用离散坐标系完成 L 型层合板的铺层定义。综合考虑层合板的失效情况以及模型的计算效率,如图 8(b)所示,在拐角关键区域以及螺栓装配区域的层间插入零厚度内聚力单元模拟层间失效行为。本研究内聚力单元采用的张拉分离关系[18-25](traction-separation law)为双线性法则,初始损伤判断依据为二次应力准则[7],内聚力单元失效判据中混合关键应变能释放率采用 B-K 混合模式[26]。具体的表达式可参见文献[10-11]。如表 2 所示,本研究采用的内聚力参数与 CAO 等[11]研究中采用的参数一致。

垫衬部分选取修正的二次四面体单元 C3D10M 进行建模,螺栓选取实体单元 C3D8R 进行建模,支撑夹具选取离散刚体进行建模。

表 2　零厚度内聚力单元的界面性能

Tab. 2　Interface properties of zero-thickness CZM

断裂强度/MPa	界面刚度/($N\cdot mm^{-3}$)	临界应变能释放率 (G_{IC}/G_{IIC})/($mJ\cdot mm^{-2}$)
48.0/79.0	10^6	0.128/0.653

L 型层合板与螺栓以及底板之间的接触属性均包含法向行为和切向行为,其中法向行为设置为硬接触,切向行为设置为库仑摩擦,摩擦系数设置为 0.2。垫衬与底板以及螺栓之间采用同样的接触属性建立接触关系,与层合板之间建立 Tie 连接。有限元模型的边界条件与试验保持一致,对底板施加完全约束。

针对不同试样,数值分析中分别采用如下加载方式:①对于 LN 模型,选取压头对应线上节点施加 X 方向 −15 mm 的位移载荷;②对于 Warping 模型,首先,基于 micro-CT 测试结果,通过对螺栓施加位移载荷使翘曲被完全压平,引入装配损伤;然后,选取压头对应线上节点施加 X 方向 −15 mm 的位移载荷;③对于 Shimming 模型,首先对螺栓施加 Y 方向 −1 mm 位移载荷使装配间隙减小,然后,选取压头对应线上节点施加 X 方向 −15 mm 的位移载荷。

表 3　单向层合板的材料性能

Tab. 3　Material properties of unidirectional laminate

元素	数值
E_{11}/GPa	130.9
E_{22}/GPa	7.906
E_{33}/GPa	7.906
μ_{12}	0.35
μ_{13}	0.35
μ_{23}	0.40[11]
G_{12}/GPa	3.6
G_{13}/GPa	3.6
G_{23}/GPa	3.9[11]
X_t/MPa	1 911.5
X_c/MPa	836
Y_t/MPa	38.5
Y_c/MPa	142.71
S/MPa	90.92

注:E – 弹性模量;μ – 泊松比;G – 剪切模量;下标 1 – 纤维方向;下标 2 – 矩阵方向;下标 3 – 层台板厚度方向;X_t – 纵向抗拉强度;X_c – 纵向抗压强度;Y_t – 横向抗拉强度;Y_c – 横向抗压强度;S – 面内剪切强度。

层合板采用的材料参数如表 3 所示。其中弹性模量,泊松比和极限强度通过试验测试获得,测试标准分别是 ASTM D3039[27]、ASTM D6641[28] 和 ASTM D3518[29];其中 23 方向的泊松比和剪切模量,采用了相似材料体系[11]的参数。

表 4　螺栓和液体垫衬的材料性能

Tab. 4　Material properties of unidirectional laminate

名称	E/GPa	μ
螺栓	210	0.3
液体垫衬[30]	2.2	0.3

螺栓和液体垫衬的材料参数如表 4 所示,其中液体垫衬的材料参数来自于文献[30]。目前工程中尚没有垫衬材料选择的相关标准,本研究基于试

验中所采用的垫衬材料,选取了工程中常用的环氧树脂胶型液体垫衬的材料参数。

3　试验结果与讨论

3.1　位移-载荷曲线

图 9 给出了螺栓装配条件下的无翘曲 L 型层合板(LN-S-*i*)、含翘曲 L 型层合板(Warping-S-*i*)和垫衬补偿翘曲间隙 L 型层合板的位移-载荷曲线(Shimming-S-*i*),其中横坐标为压头位移,纵坐标为单位宽度对应的载荷值。试验结果存在一定的离散性,但均在可接受范围。位移-载荷曲线结果显示:①通过对比载荷峰值可知,含翘曲间隙试样的极限载荷明显低于无翘曲间隙试样,垫衬补偿翘曲间隙试样的极限承载能力相比于含翘曲间隙试样存在明显的提升;②通过对比位移-载荷曲线的斜率可知,含翘曲间隙试样的刚度要明显低于无翘曲间隙试样的刚度,垫衬补偿翘曲间隙试样的刚度要更接近于无翘曲间隙试样的刚度。

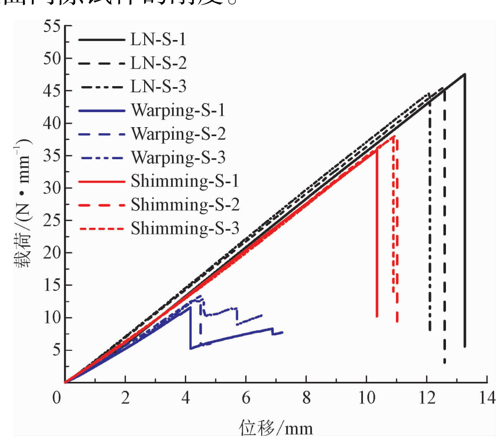


图 9　3 组试样的位移-载荷曲线

Fig. 9　Displacement vs load curves of the three groups of samples

图 10 以柱状图和误差线的形式展示了 3 组试样的归一化极限承载能力以及每组数据的离散度。LN 组(不含翘曲)试样的极限载荷为(45.98 ± 1.43) N/mm,Warping 组(含翘曲,没有垫衬)试样的极限载荷为(12.61 ± 0.93) N/mm,而 Shimming 组(含翘曲,含有垫衬补偿)试样的极限载荷为(36.58 ± 2.48) N/mm。从极限承载能力来看,相比于无翘曲间隙层合板,含翘曲间隙层合板的极限承载能力,有非常显著的下降(降幅达 72.6%);进行垫衬补偿后,含翘曲间隙层合板的极限承载能力得到明显的提升(相比于无翘曲层合板仅降低 20%)。其提升效率与垫衬的材料性能可能有比较大的关联,推测后期研究中通过恰当的选材可以进一步提升垫衬补偿后层合板的承载能力。

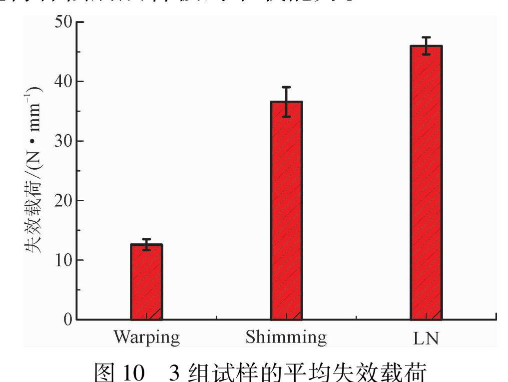


图 10　3 组试样的平均失效载荷

Fig. 10　The average failure load of the three groups

3.2　DIC 和微观 CT 表征结果和讨论

图 11 为 Warping 组复合材料层合板在螺栓装配后关键区域的微观 CT 的扫描结果。从图中可以看出,采用螺栓强制消除装配间隙导致层合板内产生大量损伤。损伤主要集中于中间翘曲部位的装配孔附近,其总体分布轮廓呈三角对称分布(图 11b);损伤形式以分层为主,但也含有部分面内损伤。值得注意的是,L 型层合板拐角区域(宽度方向中间区域)也观察到了局部分层损伤。对于弯剪载荷条件下的 L 型层合板,其拐角区域面法向界面层的结合强度是短板[11],拐角区域的分层损伤可能是诱发分层提前出现,并导致极限承载能力大幅下降的主要原因。

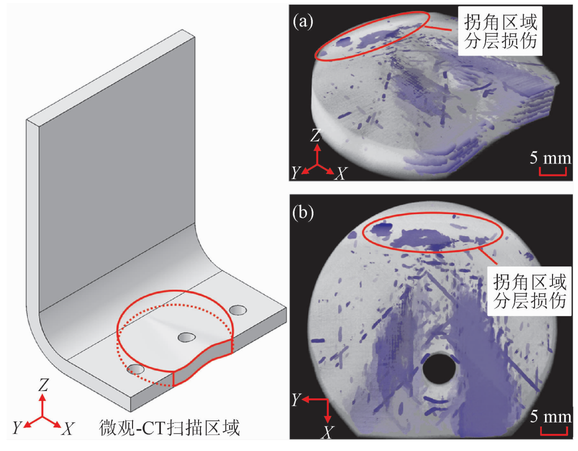


图 11　试样在装配螺栓后的损伤情况

(侧弯加载之前;a 和 b 分别为不同视角)

Fig. 11　The damage of the sample after bolt assembly

(before bending load;a and b are different perspectives)

图 12 和图 13 分别为 DIC 监测的 Warping 组试样与 Shimming 组试样加载过程中最大主应变云图

变化情况,其中图(a) ~ (c)为失效之前的应变云图,图(d)为失效之后的应变云图。对比两组图片可以明显的观察到,Warping 试样在拐角中间区域存在明显的应变间断区域,这种间断区域也反映了加载前拐角区域存在分层损伤。图 13(a) ~ 13(c)也存在应变集中区域,但是该应变集中区域是连续的。

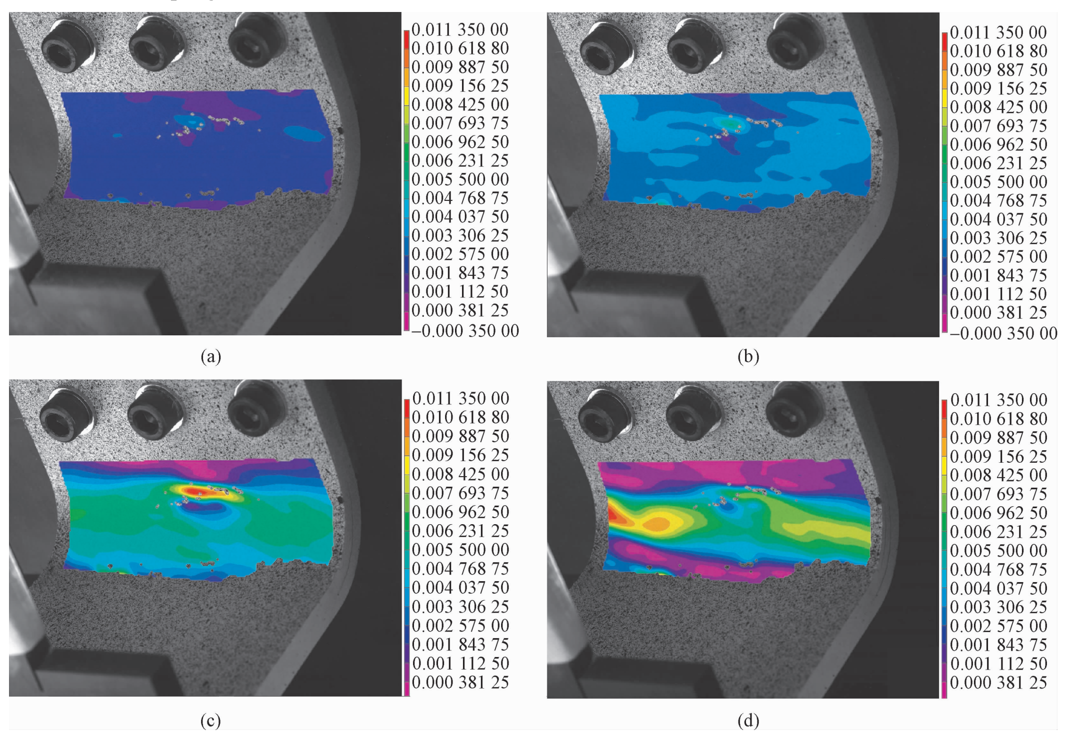


图 12 Warping 组试样的 DIC 云图(最大主应变)

Fig. 12 DIC images of Warping group (maximum principal strain)

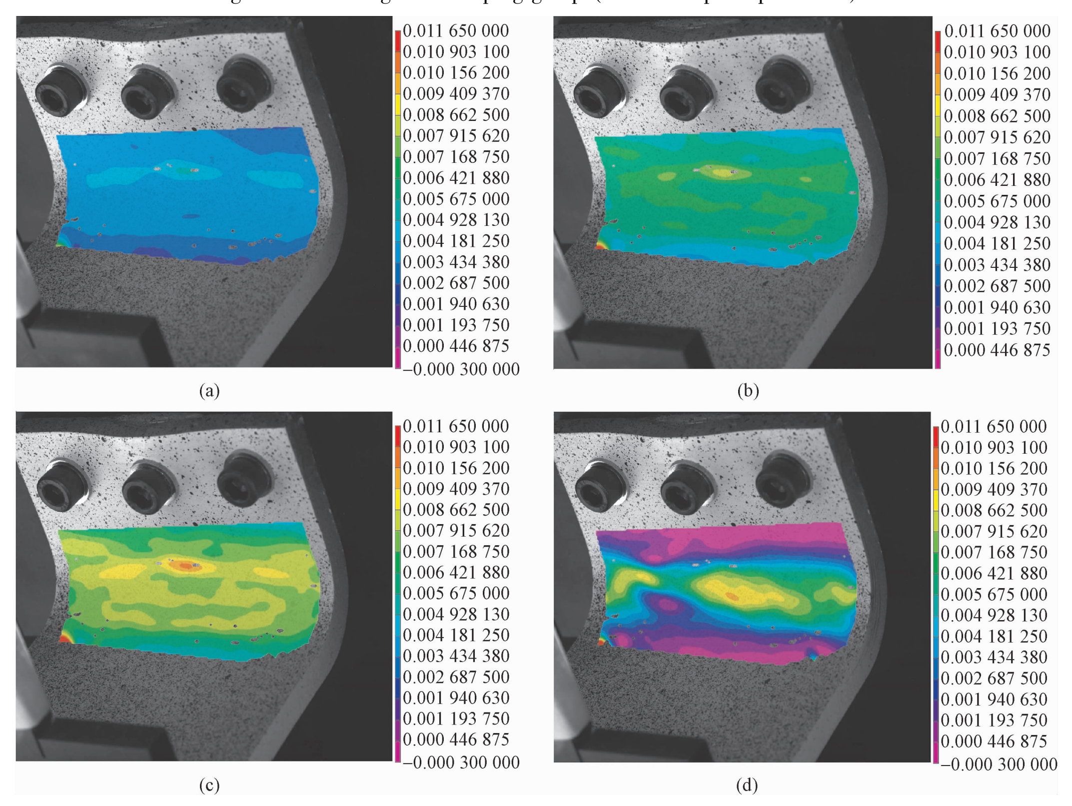


图 13 Shimming 组试样的 DIC 云图(最大主应变)

Fig. 13 DIC images of Shimming group (maximum principal strain)

结合图 10,图 12(c) ~ 图 12(d)突变时刻对应的载荷就是图 10 的峰值载荷,这也从另一个方面验证了“拐角区域的分层损伤可能是诱发分层提前出现,并导致极限承载能力大幅下降的主要原因”的推论。

下面章节将通过数值仿真的手段,定量地开展垫衬补偿对含翘曲间隙 L 型层合板失效行为的影响研究。

4　基于数值方法物理机制的解释

4.1　不同试样承载曲线的数值模拟结果

提取数值分析中各模型侧弯加载过程的位移-载荷曲线,如图 14 所示。数值模拟的结果表明,Warping 模型预测的整体刚度比 LN 模型预测的整体刚度要低,Shimming 模型预测的整体刚度更接近于 LN 模型,这与试验测试的趋势是一致的。

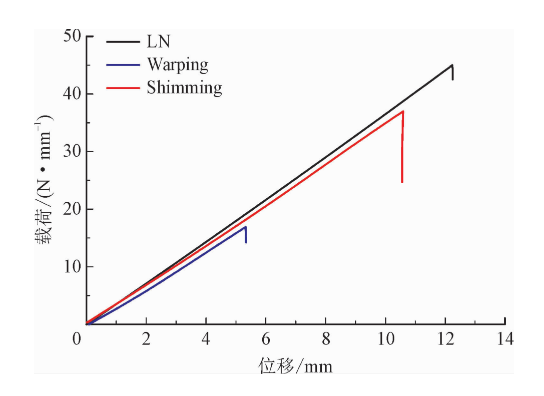


图 14　3 种模型的位移-载荷曲线

Fig. 14　Displacement vs load curve of three models

图 15 给出了 3 种数值模型的失效载荷,试验测试结果也一并给出。LN 模型预测得到的极限承载力为 45.0 N/mm。Warping 模型预测得到极限承载力为 16.9 N/mm,相对于 LN 模型降低了 62.4%。Shimming 模型预测的极限承载力为 37.0 N/mm,相对于 LN 模型降低了 17.8%。与试验结果相比较,LN 模型和 Shimming 模型预测的结果与试验基本一致;但是 Warping 模型预测得到的极限载荷比试验值高出近 30%,主要原因是当前的数值模型未考虑面内损伤以及面内损伤和层间损伤的耦合作用。从目前的数值结果来看,本研究建立的数值模型能够有效模拟装配方式对承载能力的影响规律。

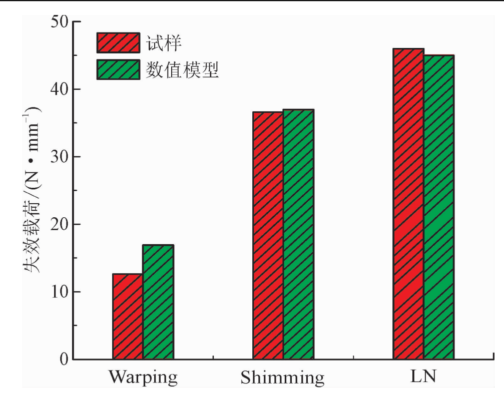


图 15　3 组试样及数值模型的失效载荷

Fig. 15　Failure load of three groups of samples and numerical model

4.2　紧固强制消除装配间隙及垫衬补偿装配间隙对含翘曲间隙 L 型复合材料层合板失效机理的影响

为便于分析紧固强制消除装配间隙及垫衬补偿装配间隙对 L 型层合板失效行为的影响机制,图 16 分别给出了 Warping 模型和 Shimming 模型在侧弯加载前的初始分层损伤分布情况。

如图 16(a)所示,在侧弯加载分析前模型中引入了大面积初始分层损伤,且损伤分布状态与目标状态(图 11 微观-CT 测试结果)基本一致,在螺栓孔附近区域不同厚度处存在大面积集聚性分层损伤,在翘曲与拐角处相邻位置存在局部分层损伤。

如图 16(b)所示,Shimming 模型在侧弯加载分析前仅在螺栓装配位置附近出现局部分层损伤,表明引入垫衬可以有效减少装配损伤。

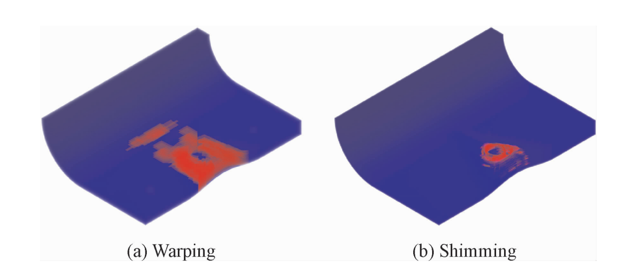


图 16　侧弯加载前 Warping 模型及 Shimming 模型内部分层损伤分布

Fig. 16　Delamination distribution in Warping model and Shimming model before bending

为分析紧固消除装配间隙对 L 型层合板失效行为的影响,图 17 和图 18 分别给出了 Warping 模型和 LN 模型第 12 层和第 13 层之间内聚力单元的损伤及扩展情况如,其中图(a)为模型在施加侧弯载荷前的装配损伤情况,图(b)为模型加载至该层间刚出现分层扩展时的损伤情况,图(c)为模型加载至

失效时的损伤情况,对应损伤产生时的载荷也一并给出。

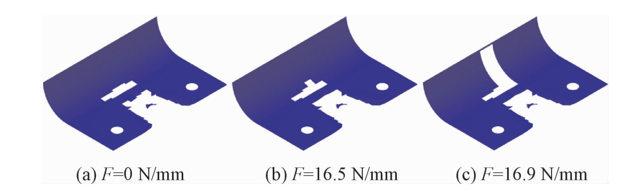


图17 Warping 模型第12层和第13层之间内聚力单元在加载过程中的损伤及扩展

Fig. 17 Damage and expansion of cohesive elements between the 12th and 13th layers in Warping model during loading

对比图17和图18可知,含翘曲间隙的模型在侧弯加载时,装配损伤会进一步扩展。尽管拐角区域的装配损伤相对较小,但是拐角区域的分层损伤容易触发面法向应力集中,导致分层扩展提前发生,载荷显著下降,该数值结果符合相关文献的结论[11],这也验证了3.2节所观察到的试验现象。

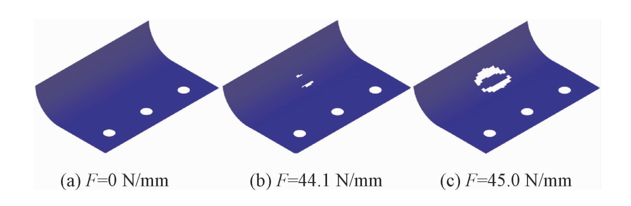


图18 LN 模型第12层和第13层之间内聚力单元在加载过程中的损伤及扩展

Fig. 18 Damage and expansion of cohesive elements between the 12th and 13th layers in LN model during loading

通过对比Shimming模型(图19)与LN模型(图20)不同时刻分层扩展情况,增加垫衬后模型拐角区域的初始层间损伤出现在第13层和第14层之间,与LN模型相同,但其损伤及扩展形式有所不同。增加垫衬后的模型在施加侧弯载荷的过程中螺栓附近区域的层间损伤会逐步向拐角区域扩展,但由于装配损伤面积较少且位于螺栓孔附近,对层合板的承载能力影响较小。

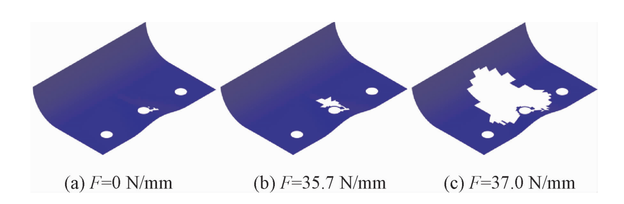


图19 Shimming 模型第13层和第14层之间内聚力单元在加载过程中的损伤及扩展

Fig. 19 Damage and expansion of cohesive elements between the 13th and 14th layers in Shimming model during loading

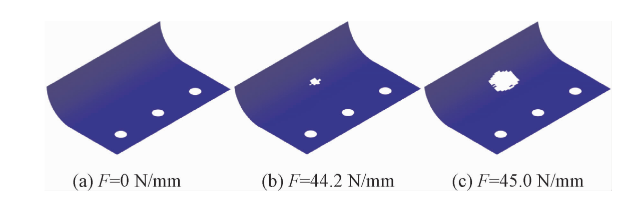


图20 LN 模型第13层和第14层之间内聚力单元在加载过程中的损伤及扩展

Fig. 20 Damage and expansion of cohesive elements between the 13th and 14th layers in LN model during loading

5 结　论

本研究针对PID引起的复合材料构件(尤其是大型构件)局部翘曲及其螺栓装配问题,研究翘曲缺陷对螺栓装配复合材料结构的极限承载能力及其失效行为的影响;并开展了垫衬补偿对含翘曲缺陷复合材料结构极限承载能力恢复效率的研究。借助微观-CT以及DIC检测手段,表征复合材料的内部损伤以及L型构件拐角区域表面应变的演化特征;借助数值分析手段,对垫衬补偿的影响机制进行了探讨。主要结论如下。

1)对于含翘曲缺陷的复合材料层合板,紧固强制消除装配间隙会引入大面积的结构损伤,损伤主要集中于装配螺栓区域,中间拐角区域也存在一定程度的分层损伤。该损伤显著降低了L型层合板的承载能力(降幅达72.6%)。结合DIC演化特征以及数值分析,拐角区域的分层损伤可能是诱发分层提前出现,并导致极限承载能力大幅下降的主要原因。螺栓装配设计要尽可能避免拐角处分层损伤的出现。

2)垫衬补偿技术极大地减小了装配损伤的出现,尽管仍有部分局部损伤出现于螺栓孔附近,但避免了拐角处分层损伤的出现。垫衬补偿技术可以有效提高含翘曲缺陷复合材料结构的极限承载能力(恢复到80%),从而通过优化设计垫衬可以进一步提高垫衬补偿技术的恢复效率。

参考文献:

[1] GOZLUKLU B, UYAR I, COKER D. Intersonic delamination in curved thick composite laminates under quasi-static loading[J]. Mechanics of materials, 2015, 80: 163-182.

[2] 杨慧,刘兴宇,史俊伟,等.孔隙率对复合材料层压板层间剪切力学性能影响研究[J].应用力学学报,2020,37(3):1191-1195.

YANG Hui, LIU Xingyu, SHI Junwei, et al. Effects on mechanical properties of inter-laminar shear for laminate from porosity[J]. Chinese journal of applied mechanics, 2020, 37(3): 1191-1195(in Chinese).

[3] 邓文亮,成竹,唐虎.复合材料/金属混合结构热应力分布规律[J].应用力学学报,2020,37(2):550-557.
DENG Wenliang, CHENG Zhu, TANG Hu. Thermal stress distribution law of hybrid composite metal structures[J]. Chinese journal of applied mechanics, 2020, 37(2): 550-557(in Chinese).

[4] HU H X, LI S X, CAO D F, et al. Measurement of manufacture assembly stresses in thick composite components using a modified DHD method[J]. Composites part A: applied science and manufacturing, 2020, 135: 105922.

[5] LEKHNITSKII S G. Anisotropic plates[M]. New York: Gordon and Breach, 1968.

[6] KEDWARD K T, WILSON R S, MCLEAN S K. Flexure of simply curved composite shapes[J]. Composites, 1989, 20(6): 527-536.

[7] CHANG F K, SPRINGER G S. The strengths of fiber reinforced composite bends[J]. Journal of composite materials, 1986, 20(1): 30-45.

[8] SUN C T, KELLY S R. Failure in composite angle structures part I: initial failure[J]. Journal of reinforced plastics and composites, 1988, 7(3): 220-232.

[9] TASDEMIR B, COKER D. Comparison of damage mecha-nisms in curved composite laminates under static and fatigue loading[J]. Composite structures, 2019, 213: 190-203.

[10] CAO D F, DUAN Q F, HU H X, et al. Computational investigation of both intra-laminar matrix cracking and inter-laminar delamination of curved composite components with cohesive elements[J]. Composite structures, 2018, 192: 300-309.

[11] CAO D F, HU H X, DUAN Q F, et al. Experimental and three-dimensional numerical investigation of matrix cracking and delamination interaction with edge effect of curved composite laminates[J]. Composite structures, 2019, 225: 111154.

[12] HU H X, CAO D F, CAO Z H, et al. Experimental and numerical investigations of wrinkle effect on failure behavior of curved composite laminates[J]. Composite structures, 2021, 261: 113541.

[13] NGUYEN K H, JU H W, TRUONG V H, et al. Delamination analysis of multi-angle composite curved beams using an out-of-autoclave material[J]. Composite structures, 2018, 183: 320-330.

[14] 赵玉萍,王世鸣.纤维复合材料界面横向拉伸分析[J].应用力学学报,2020,37(1):321-329.
ZHAO Yuping, WANG Shiming. Transverse tensile analysis of interface in fiber composites[J]. Chinese journal of applied mechanics, 2020, 37(1): 321-329(in Chinese).

[15] BRESSON G, JUMEL J, SHANAHAN M E R, et al. Statistical aspects of the mechanical behaviour a paste adhesive[J]. International journal of adhesion and adhesives, 2013, 40: 70-79.

[16] YUN Y S, AN L L, GAO G Q, et al. Effect of liquid shim on the stiffness and strength of the composite-composite single lap joint[C]//Proceeding of 2016 International Conference on Applied Mechanics, Mechanical and Materials Engineering. New York: Destech Publication, 2016.

[17] LEE R. Evaluation of shimming options with applications to JSF[R][S.l.]:[s.n.]. 1999.

[18] GEUBELLE P H, BAYLOR J S. Impact-induced delamination of composites: a 2D simulation[J]. Composites part B: Engineering, 1998, 29(5): 589-602.

[19] MI Y, CRISFIELD M A, DAVIES G A O, et al. Progressive delamination using interface elements[J]. Journal of composite materials, 1998, 32(14): 1246-1272.

[20] XU X P, NEEDLEMAN A. Numerical simulations of fast crack growth in brittle solids[J]. Journal of the mechanics and physics of solids, 1994, 42(9): 1397-1434.

[21] TVERGAARD V, HUTCHINSON J W. The relation between crack growth resistance and fracture process parameters in elastic-plastic solids[J]. Journal of the mechanics and physics of solids, 1992, 40(6): 1377-1397.

[22] TVERGAARD V. Effect of fibre debonding in a whisker-reinforced metal[J]. Materials science and engineering: A, 1990, 125(2): 203-213.

[23] ALLIX O, LADEVÈZE P. Interlaminar interface modelling for the prediction of delamination[J]. Composite structures, 1992, 22(4): 235-242.

[24] CAMACHO G T, ORTIZ M. Computational modelling of impact damage in brittle materials[J]. International journal of solids and structures, 1996, 33(20/21/22): 2899-2938.

[25] REINHARDT H W, CORNELISSEN H A W. Post-peak cyclic behaviour of concrete in uniaxial tensile and alternating tensile and compressive loading[J]. Cement and concrete research, 1984, 14(2): 263-270.

[26] BENZEGGAGH M L, KENANE M. Measurement of mixed-mode delamination fracture toughness of unidirectional glass/epoxy composites with mixed-mode bending apparatus[J]. Composites science and technology, 1996, 56(4): 439-449.

[27] ASTM. Standard test method for tensile properties of polymer matrix composite materials: D3039/D3039M-17[S]. West Conshohocken, PA, USA: ASTM International, 2017.

[28] ASTM. Standard test method for compressive properties of polymer matrix composite materials using a combined loading compression (CLC) test fixture: D6641/D6641M-16[S]. West Conshohocken, PA, USA: ASTM International, 2017.

[29] ASTM. Standard test method for in-plane shear response of polymer matrix composite materials by tensile test of a ±45° laminate: D3518/D3518M-18[S]. West Conshohocken, PA, USA: ASTM International, 2018.

[30] HÜHNE C, ZERBST A K, KUHLMANN G, et al. Progressive damage analysis of composite bolted joints with liquid shim layers using constant and continuous degradation models[J]. Composite structures, 2010, 92(2): 189-200.

（编辑　张璐）